

익형 표면의 딴플 형상변화에 따른 유동특성 연구

홍우* · 이종철** · 김윤제***†

A Study on the Flow Characteristics of Aircraft Wing Surface with Various Dimple Patterns

Woo Hong*, Jong-Chul Lee**, Youn-Jea Kim***†

Key Words : Wing(날개), CFD(전산유체역학), Dimple Patterns(딴플 패턴), Aerodynamic Performance(공력성능)

ABSTRACT

In order to have the high efficiency of aircraft wing and to improve the energy efficiency in field of eco-friendly transportation, the performance characteristics of the aircraft wing were studied with the change of lift to drag ratio through the CFD analysis. The design process was focused on generating the high lift force and low drag force as the lift to drag ratio was increased. In this paper, various dimple patterns were numerically designed to investigate the flow characteristics. Hexagon-and circle-shaped dimples, dimple distance and position were changed as the artificial conditions. The numerical analyses were conducted by using the commercial code, ANSYS CFX. Numerical results dependent on the turbulence intensity and lift to drag ratio distribution were graphically depicted for various dimple patterns.

1. 서 론

화석에너지 고갈로 인하여 에너지 효율 증대에 관한 다양한 연구가 주목받고 있는 가운데, 친환경 운송수단에 관한 연구가 활발하게 이루어지고 있다. 항공기인 경우 성능개선을 위하여 CFD 해석 또는 풍동실험 등의 방법을 통하여 시도되고 있다. 일반적으로 항공기의 성능을 개선시키려는 노력은 양항비(lift-to-drag ratio)를 증대시키는 것에서부터 출발한다. 설계 단계에서부터 고양력 (high lift force)과 저항력 (low drag force)이 발생하도록 익형을 제작하는데 초점을 맞추게 된다. 이렇게 설계된다면 결국 연료 소모량을 줄일 수 있으므로 보다 효율적인 비행이 가능해지며, 같은 연료로 더 많은 거리를 비행할 수 있게 된다. 초기연구 과정에서 항공기 성능 개선 및 발전은 연료 소모를 줄이는 방향으로 이어져 왔으며, 이러한 흐름은 다른 공학 영역에서도 활발히 진행되고 있는 친환경 운송수단 연구의 취지와 목적과도 일치한다⁽¹⁾. 항공기의 성능개선 핵심 기술은 우수한 양

항비를 갖는 익형 설계이다. 항공기의 핵심 부품인 익형 주위에 대한 유동해석 및 성능평가 수단으로써 전산유체역학 (Computational Fluid Dynamics, CFD)의 적용은 지난 몇 년간 소수 연구진들에 의하여 조금씩 진행되어 왔다. 하지만, 표면 조도(roughness) 영향을 고찰하기 위한 다양한 변수를 적용하여 성능개선 및 최적화를 시도하는 연구 활동은 거의 이루어지지 않은 실정이다.

최근에는 Fig. 1과 같은 딴플 형상에 의하여 발생하는 공기역학적 특징을 적용한 블레이드 등의 제품들이 소개되고 있다. 날개 또는 블레이드 표면에서는 특정 속도 이상의 빠른 속도장에서 층류 경계층이 분리되고 항력이 급격하게 증가하게 되는데, 이러한 유동박리(flow separation) 현상은 항력의 증가를 상승시키는 요인이 된다. Figure 2에 도시한 바와 같이 골프공 표면에 적용된 딴플 형상은 공 주위로 흐르는 공기의 경계층 분리를 지연시키며, 항력을 감소시키는 역할을 한다⁽²⁾. 본 연구에서는 항공기 익형의 양항비 증대를 위하여 날개 상단에 오목한 형상의 딴플 형상을 적용하였고, 패턴으로 인하여 변화하는 익형주위의 유동특성을 수치해석 기법을 사용하여 분석하였다. 수치해석은 ANSYS-CFX를 사용하여 수행하였으며, 다양한 변수에 따른 결과를 도시하였다. 해석결과는 항공분야에 적용하여 효율을 향상시키는

* 성균관대학교 대학원 기계공학과
** 강릉원주대학교 기계자동차공학부
*** 성균관대학교 기계공학부
† 교신저자, E-mail : yjkim@skku.edu

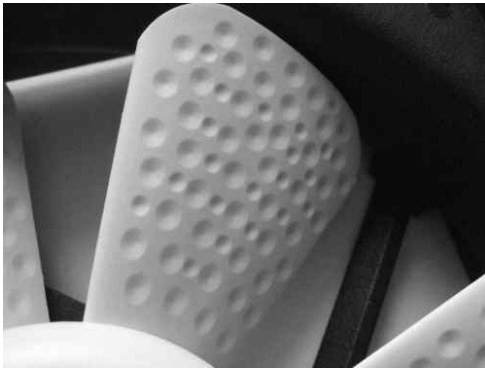


Fig. 1 Picture of dimple pattern on blade surface

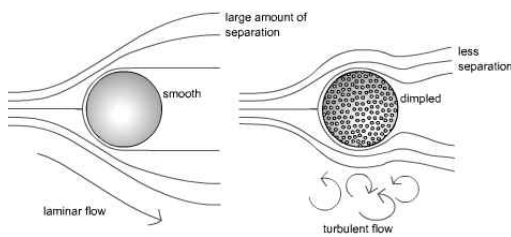


Fig. 2 Flow separations in the vicinity of golf ball

것 뿐 아니라, 익형을 사용하는 펌프, 터빈, 선박 등 다양한 분야에 적용 가능할 것으로 기대한다.

2. 익형설계

날개 상부면에 적용한 딴플 형상에 따른 공력특성 변화를 비교하기 위하여 실제 항공기의 날개형상과 유사하게 cranked wing을 적용한 수치해석을 수행하였고, 수치해석결과를 바탕으로 선정된 익형을 이용하여 단일 형상으로 구성된 날개를 축소 설계하였다.

2.1. 익형선정

딴플 형상에 따른 공력특성 변화를 수치적으로 해석하기 전에, 민간 항공기에 사용되는 익형을 선정하여 cranked wing을 Fig. 3과 같이 설계하였다⁽³⁾. 설계에는 Boeing-737 기의 날개를 구성하는 root, midspan, outboard용 익형을 사용하였으며, 각각의 익형에 관한 형상과 수치는 Fig. 4와 Table 1에 제시하였다. 날개 주변의 난류 유동장을 가시화하기 위하여 총 5겹의 층(layer)을 형성하였으며 약 29000개의 격자를 구성하였다.

경계조건으로는 민간 항공기의 장거리 순항속도가 약 700~800 km/h인 것을 감안하여 입구조건으로 800 km/h의 풍속이 유입되도록 하였고, 유입되는 기류가 자유롭게 빠져나갈 수 있도록 출구조건으로 개구조건(opening)을 적용하였다. Figure 5는 수치해석결과를 도시화한 것으로, 날개 주위

와류장의 난류에너지는 두께가 두꺼운 날개의 root 부분에서부터 발생하여 tip 방향으로 점차 확산되며 수치가 감소하는 경향을 확인할 수 있다. 이러한 결과를 근간으로 난류형태의 유동장은 midspan 익형으로 구성된 날개 중심부, 공력 중심점인 1/4지점부터 발생하는 것으로 가정하였다.

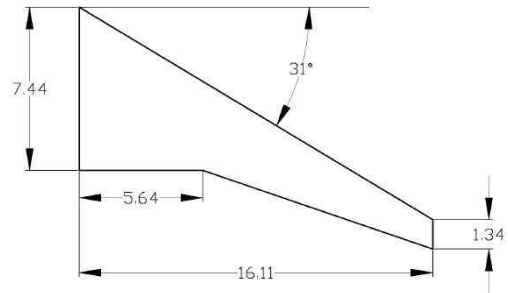


Fig. 3 Plan view of a cranked wing (unit. m)

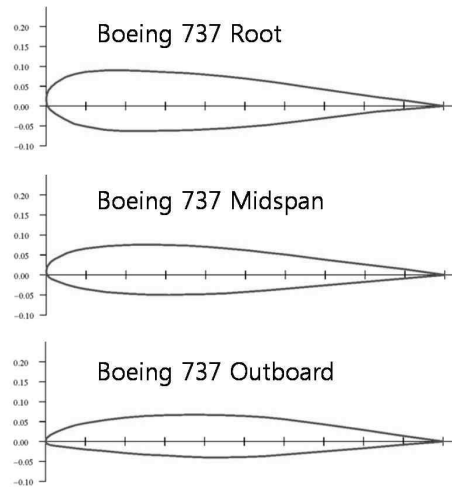


Fig. 4 Airfoil view of a cranked wing

Table 1 Design specifications of the cranked wings

Name	Thickness (%)	Camber (%)	Lift Coeff. (CL)	Lift-to-Drag(L/D)	Stall Angle(deg)
Boeing 737 Root	15.4	1.9	1.240	33.2	4.0
Boeing 737 Midspan	12.5	1.5	1.183	40.2	7.0
Boeing 737 Outboard	10.8	1.6	0.955	35.5	6.5

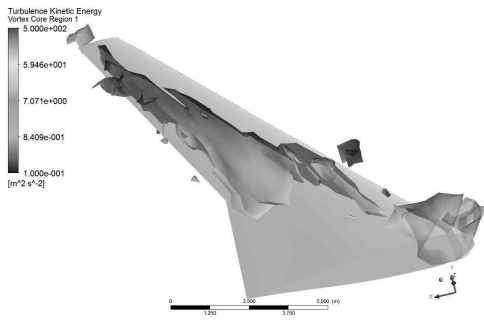


Fig. 5 Turbulence kinetic energy distribution on the modeled wing

2.2. 날개 설계

2.2.1. Midspan 익형을 적용한 wing 설계

Cranked wing을 통한 수치해석 결과를 바탕으로 결정된 Boeing-737 midspan 익형을 사용하여 익현(chord) 길이 500 mm, 폭(span) 500 mm을 갖는 단일 형상의 날개를 설계하였다. 설계과정의 단순화를 고려하여 받음각(angle of attack, AOA) 및 후퇴의 형상 등의 수정을 포함한 익형 변경은 하지 않았으며, 종횡비(aspect ratio)는 1로 설정하였다.

2.2.2. 딤플 형상 적용

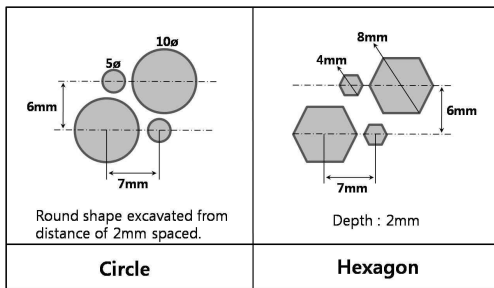


Fig. 6 Dimple patterns of wing B and C

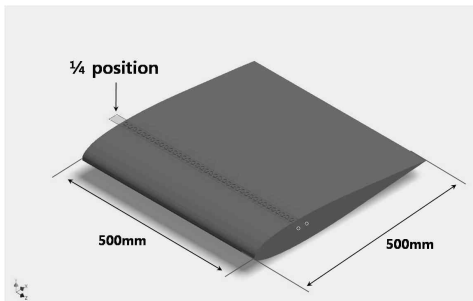


Fig. 7 Distance of pattern on the modeled wing surface

딤플 형상 적용에 따른 수치해석 결과를 비교하기 위하여 형상이 적용되지 않는 case A와 각각 원형(circle)과 육각형(hexagon) 형상이 적용된 case B, C로 구분하였으며, 이를 Fig. 6에 도시하였다. 딤플 형상이 적용된 위치는 Fig. 7과 같이 날개 전면(leading edge)으로부터 1/4지점인 공력중심부에 적용하였다.

3. 수치해석

3.1. 격자계

딤플 형상에 따라 날개 표면에서 발생하는 공력특성을 고찰하기 위하여 날개 표면 주위로 5겹의 layer를 배치하였으며, layer의 growth rate 수치는 1.3으로 설정하였다. 자동 격자 생성조건을 통하여 격자계를 구성하였고, case 별 격자 정보는 Table 2에 명시하였다.

Table 2 Grid systems of the modeled wing

	Case A	Case B	Case C
nodes	3,101	50,625	24,227
elements	14,271	198,790	101,735
layers	5	5	5

3.2. 지배방정식

수치해석은 3차원 압축성 정상상태 조건에 의하여 수행하였으며, 난류모델은 2방정식 기반의 k-ε과 k-ω를 개선한 SST(shear stress transport) 모델을 사용하였다. Menter⁽⁴⁾에 의해 제안된 SST 모델의 지배방정식은 아래와 같다.

$$\frac{D(\rho k)}{Dt} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{D(\rho \omega)}{Dt} = & \frac{\gamma}{\nu_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ & + 2\rho(1 - F_1) \sigma_{\omega_2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 전단응력(shear stress)은 다음 식으로 나타낸다.

$$\tau_{ij} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (3)$$

위 식에서 δ_{ij} 는 Kronecker delta 함수이며, F_1 은 다음과 같이 정의된다.

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4), \tag{4}$$

$$\arg_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\nu}{y^2\omega}, \frac{4\rho\sigma_{w_2}k}{CD_{kw}y^2} \right), \frac{4\rho\sigma_{w_2}k}{CD_{kw}y^2} \right],$$

$$CD_{kw} = \max \left(2\rho\sigma_{w_2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-20} \right)$$

y는 다음 면까지의 거리를 의미하며, 식 (1)과 (2)의 생성항(production term)은 다음과 같다.

$$\tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = \mu_i \left[s_{ij}^2 - \frac{2}{3} \left(\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right)^2 - \frac{2}{3} \rho k \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right] \tag{5}$$

여기서 인장률(strain rate tensor)은 다음과 같다.

$$s_{ij} = \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \tag{6}$$

3.3 경계조건

각 case 별 경계조건은 모두 동일하게 적용하였다. 민간 항공기의 경제적 장거리 순항속도 700~800 km/h의 조건을 적용하기 위하여 날개 전방으로 입구조건(inlet)을 설정하였으며, 유입되는 기류의 속도를 100 km/h씩 단계적으로 증가시켰다. 유입되는 기류는 날개를 지나서 출구조건으로 설정된 개구조건(opening)에 의하여 자유롭게 빠져나갈 수 있도록 하였고, 날개 주위의 경계는 벽면조건(wall)중 자유 미끄럼 유동조건을 사용하였다. 수치해석은 딴플 형상에 따라 변화하는 공기역학적 특성을 확인하고자, 고도와 공기밀도 및 온도변화 등의 조건은 적용하지 않았으며, 단열상태의 조건으로 수행하였다.

4. 결과 및 고찰

각 case별 전방 입구조건(inlet)의 유속에 따라 변화하는 양항비, 압력 및 난류에너지를 도시화하였다.

4.1. 양항비

Pattern의 종류와 유속의 영향에 따라 양력, 항력변화를 확인하였다. 날개의 수직방향으로 발생하는 양력의 차이는 큰 변화가 없으나 평행한 방향으로 발생하는 유해성분인 항력 값은 줄어들어 근소하게 성능이 향상되는 것을 확인하였다. 이는 항공기 날개의 성능평가 척도인 양항비에 큰 영향을 미치는 요소로 항력에 대한 양력의 비, 즉 양항비로 변환하였을 때 그 수치를 좌우하는 중요한 인자이다.

Figure 8은 각 case별 유속변화에 따른 양항비를 도시한 것으로 경향이 유사함을 알 수 있다⁽⁵⁾. 그러나 case A와 비교하여 B, C에서는 상대적으로 높은 양항비를 나타내고 있으며 circle pattern을 적용한 case B의 양항비가 가장 높은 것을 알 수 있다.

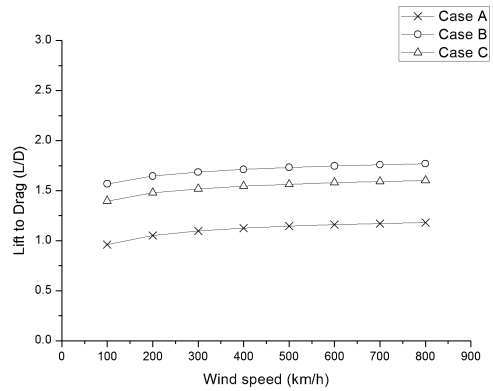


Fig. 8 Lift-to-drag ratio of wing with various wind speeds

4.2. 표면압력

수치해석 결과 날개 표면에 따른 압력변화를 확인하였으며, 유속변화에 따라 양력발생의 요인이 되는 압축압력이 형성되는 것을 확인하였다. 특히 원형의 딴플 형상을 적용한 case B에서 가장 높은 수치를 보였으며, 유속에 따른 case별 압력변화는 Table 3에 정리하였다. Figure 9는 각 case별 압력분포를 가시화 한 것으로, 입구조건 800 km/h의 유속에서 날개의 전연으로부터 1/4지점에 배치된 딴플 형상에 의하여 압력이 상이하게 분포하는 것을 확인할 수 있다. Case B와 C의 경우 압축압력이 날개 중앙부에 집중적으로 발생하는 case A와 달리 배치된 딴플 형상에 의하여 압축압력이 스펠(span) 방향으로 고르게 퍼져있는 것을 볼 수 있다. 최대 유속 조건인 800 km/h에서는 case A와 B의 압력차이가 최대 약 183 Pa의 수치로 나타났는데, 이러한 현상은 pattern이 적용됨에 따라 압축압력이 날개 상단부에 고르게 분포되어 pattern이 적용되지 않은 날개보다 상대적으로 높은 압축압력을 발생시키기 때문이다.

Table 3 Pressure values on the surface of wings

Speed (km/h)	Case A (Pa)	Case B (Pa)	Case C (Pa)
100	-91.6069	-95.2074	-94.3074
200	-367.989	-380.914	-377.522
300	-829.72	-857.181	-849.802
400	-1476.64	-1524.05	-1511.13
500	-2308.78	-2381.31	-2361.59
600	-3324.86	-3429.42	-3401.09
700	-4526.51	-4667.77	-4629.64
800	-5913.19	-6096.66	-6047.24

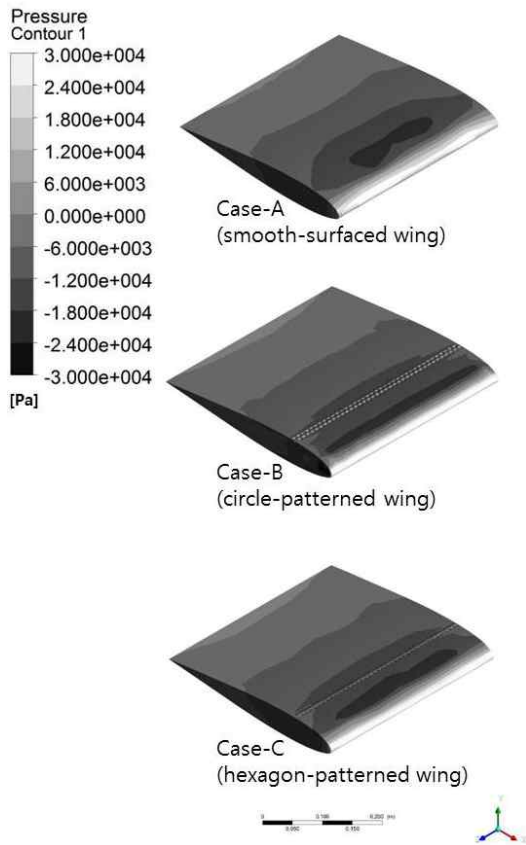


Fig. 9 Pressure distributions on the modeled wing surface

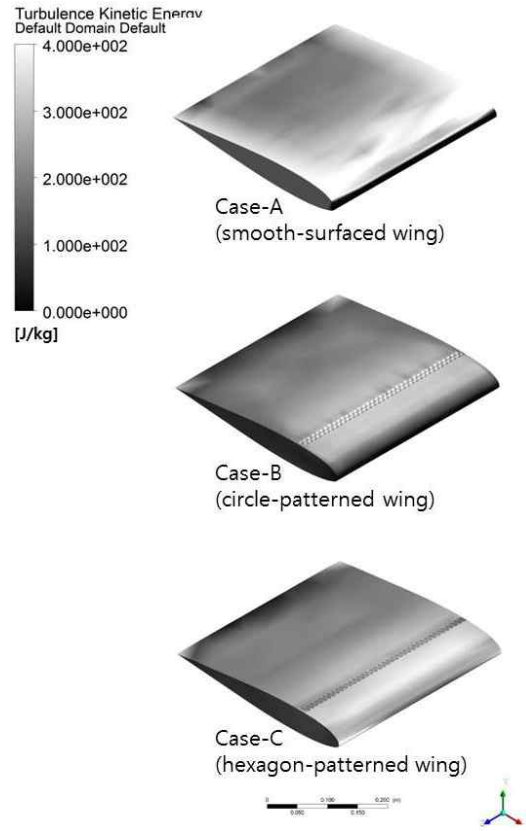


Fig. 11 Turbulence kinetic energy distribution on the modeled wing surface

4.3. 난류 에너지

Figure 10은 유속 변화에 따른 날개 표면에서의 난류에너지 변화를 나타낸 것으로, 고속일수록 급격하게 난류에너지가 증가하는 것을 확인할 수 있다. 비교결과 pattern을 적용하지 않은 case A의 난류에너지는 pattern이 적용된 case B, C의 난류에너지보다 상대적으로 높은 것을 알 수 있다. Figure 11은 날개 표면에서 발생하는 난류에너지 분포를 각 case별로 도시화 한 것으로 pattern이 적용된 case B와 C

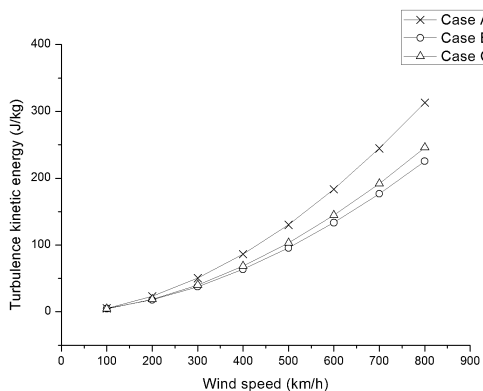


Fig. 10 Turbulence kinetic energy with various wind speeds for different dimple patterns

의 wing 표면에서는 case A에 비교하여 상대적으로 작은 값의 난류에너지가 분포하는 것을 알 수 있으며, 원형의 덤플 형상이 적용된 case B의 경우 가장 낮은 수치의 난류에너지가 분포하는 것으로 나타났다.

5. 결 론

본 연구에서는 중형비 1의 단일익형 날개를 설계하였고, 날개 상단에 덤플 형상을 적용하여 형상의 유무와 다양한 유속조건에서 수치해석을 실시하여 공력특성을 비교하였다. 양향비, 표면압력 및 난류에너지의 결과를 비교하였으며, 각 case별 결과를 분석한 결과 덤플 형상의 적용에 따라 날개의 성능이 개선되는 것을 확인하였다.

수치해석 결과 pattern 적용에 따른 양력은 큰 변화가 없었으나, 낮은 수치의 항력 값에 의하여 항공기 날개의 성능 평가 척도인 양향비를 증가시키는 것으로 나타났다.

또한 덤플 형상을 적용한 날개의 성능은 양력의 요인이 되는 압축압력을 날개 폭 방향으로 고르게 분포시켜 압축압력을 증가시키는 것으로 확인되었다.

고속에서 발생하는 난류에너지는 pattern의 적용 유무에 따라 수치적으로 차이를 보였으며, 원형의 덤플 형상을 적용

한 날개에서 가장 우수한 성능을 나타내었다. 향후 cranked wing의 형상으로 날개를 설계하여 중횡비를 증가시켜 실제 항공기 날개 형상에 적용하고, pattern에 의하여 변화하는 항력을 유도항력과 유해항력으로 구분하여 비교 분석하는 연구가 필요하다.

참고문헌

- (1) J. Spenser, 2008, The Airplane, Collins, New York, pp. 305~309.
- (2) 윤용현, 2008, 비행역학, 경문사.
- (3) E. G. Tulapurkara, A. Venkatraman, V. Ganesh., 2007, "An Example of Airplane Preliminary Design," Indian Institute of Technology Madras, Report No. AE TR 2007-4.
- (4) F. R. Menter, 1994, "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605.
- (5) J. D. Anderson, Jr., 1991, "Fundamentals of Aerodynamics," McGraw-Hill, New York.